

文章编号: 1000-8055(2009)02-0450-08

双组元高室压脉冲火箭发动机工作特性分析

梁树强, 刘 宇, 覃粒子, 王海兴
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究高室压脉冲火箭发动机的工作特性, 在分析其工作原理的基础上建立了数学模型, 其中燃烧室和挤压腔采用零维模型, 喷管采用一维准稳态模型, 采用四阶 Runge-Kutta 法进行了求解。结果表明, 燃烧室的最大压强和平均压强都高于推进剂供给压强, 而挤压过程中进出燃烧室的质量不守恒是压强升高的原因。与常规液体火箭发动机相比较表明, 脉冲火箭发动机的真空比冲提高了 7.5%, 而喉部面积仅为 10.2%。

关 键 词: 液体火箭发动机; 双组元; 差动活塞; 数学模型; 工作特性

中图分类号: V434.1

文献标识码: A

Study on the characteristics of bipropellant-fueled pulse rocket engine with high combustion chamber pressure

LIANG Shu-qiang, LIU Yu, QIN Li-zi, WANG Hai-xing

(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191 China)

Abstract: By using a moving injector, the combustion chamber pressure of pulse rocket engine is much higher than feed system supply pressure. In order to analyze the characteristics of bipropellant-fueled pulse rocket engine, a mathematics model was presented. The zero-dimensional models were used for combustion chamber and extrusion rooms, and the one-dimensional, quasi-steady model was used for nozzle flow. Using N_2O_4 and MMH as propellant, the equation sets were calculated with fourth-degree Runge-Kutta method. According to calculated results, the maximal pressure and average pressure of combustion chamber are much higher than supply pressure, on account of the nonequivalent mass flow rate in combustion chamber. The performance difference between pulse rocket engine and conventional constant-pressure liquid rocket engine (LRE) was compared. Results show that, under the same supply pressure, the same mean thrust and area ratio, the vacuum specific impulse of pulse rocket engine has increased by 7.5%, but the throat area is only 10.2% of LRE.

Key words: liquid propellant rocket engine; bipropellant; differential piston; mathematics model; characteristics

提高液体火箭发动机性能的最直接途径是提高燃烧室的压强^[1]。但对采用挤压式供应系统的空间发动机来说, 提高燃烧室压强虽然可以减小发动机的尺寸, 但压强的提高却是在提高推进剂

贮箱压强的条件下实现的, 而这势必增加贮箱和增压气瓶的壁厚, 造成系统总重的增加。为了解决这一矛盾, 文献[2]提出了高室压脉冲火箭发动机的概念, 它使用可移动的喷注器, 在与传统液体火

收稿日期: 2008-09-23; 修订日期: 2008-12-04

基金项目: 国家自然科学基金(50706003)

作者简介: 梁树强(1982-), 男, 山东聊城人, 博士生, 主要从事液体火箭发动机研究。

箭发动机一样的供给压强下,可以获得高得多的燃烧室压强。

上世纪 90 年代,法国 SNECMA 公司 SEP 分部开始了对高室压脉冲火箭发动机的实验研究,验证这一概念的可行性。实验发动机以 N_2O_4 和一甲基肼(MMH)为推进剂,供给压强为 2 MPa。实验结果与设计值较为吻合,其中实际推力为 180 N,略低于设计的 200 N;燃烧室最高压强 38 MPa,低于设计的 56 MPa。与相同推力相同膨胀比的传统液体火箭发动机相比,脉冲火箭发动机的尺寸大大减小^[2]。但他们的工作主要集中在实验方面,理论分析相对较少。2003 年,美国爱德华空军基地的研究人员对单组元脉冲火箭发动机的性能进行了分析^[3],建立了包有限速率过程的单组元等容脉冲燃烧模型,燃烧室采用零维模型,喷管流动采用一维准稳态模型。但其模型并不针对某种特定形式,也没有提出具体的发动机结构。

鉴于文献[2]提出的采用可移动喷注器的脉冲火箭发动机能够有效地提高燃烧室压强,在空间推进中有一定的应用前景,因此本文将在分析其工作原理的基础上,建立数学模型,从理论上分析这种新型发动机的工作特性以及所能达到的性能。

1 脉冲火箭发动机工作原理

脉冲火箭发动机能够在较低的供给压强下得到很高的燃烧室压强,关键在于采用了可移动的喷注器,它实质上是一个带有喷嘴的差动式活塞。可移动喷注器将发动机的内部空腔分为氧化剂和

燃料集液腔、氧化剂和燃料挤压腔以及燃烧室五部分,如图 1 所示。活塞上伸出集液腔的部分在轴线方向上不受集液腔内推进剂压力的作用,从而使活塞在挤压腔侧受力面积小于燃烧室侧受力面积,即 $(A_{jo} + A_{ro} + A_{jf} + A_{rf}) < A_c$,各符号分别表示氧化剂挤压腔截面积、氧化剂侧环形凸台截面积、燃料挤压腔截面积、燃料侧环形凸台截面积以及燃烧室截面积。

当发动机起动后,集液腔内的推进剂推动喷注器向下游运动,并通过环形通道充填挤压腔,挤压腔内的推进剂喷入燃烧室点燃后,燃烧室压强升高,虽然仍小于上游压强,但由于两侧面积的不同,可以实现燃烧室侧压力高于上游压力,即 $p_c A_c > (p_{po} A_{ro} + p_{jo} A_{jo} + p_{pf} A_{rf} + p_{jf} A_{jf})$,其中 p_c 为燃烧室压强, p_{po} 为氧化剂供给压强(集液腔压强), p_{jo} 为氧化剂挤压腔压强, p_{pf} 为燃料供给压强, p_{jf} 为燃料挤压腔压强。于是在两端压力差的作用下,喷注器向上游运动,此时环形通道关闭,挤压腔内的推进剂只能通过喷嘴进入燃烧室,因此其受挤压而压强升高,喷嘴两端压差增加,导致进入燃烧室的流量增加,从而使燃烧室压强升高,升高的压强继续推动喷注器向上游移动,直到挤压腔内的推进剂排出干净,在这一过程中,挤压腔和燃烧室压强都能达到很高的值。挤压结束后,燃烧室内的燃气继续从喷管排出,压强降低,达到一定程度后,集液腔内的推进剂又推动喷注器向下游运动,开始新的循环。由此可见,可移动喷注器的运动完全是在供给压强和燃烧室压强的驱动下自动完成的,其运动过程如图 2 所示。

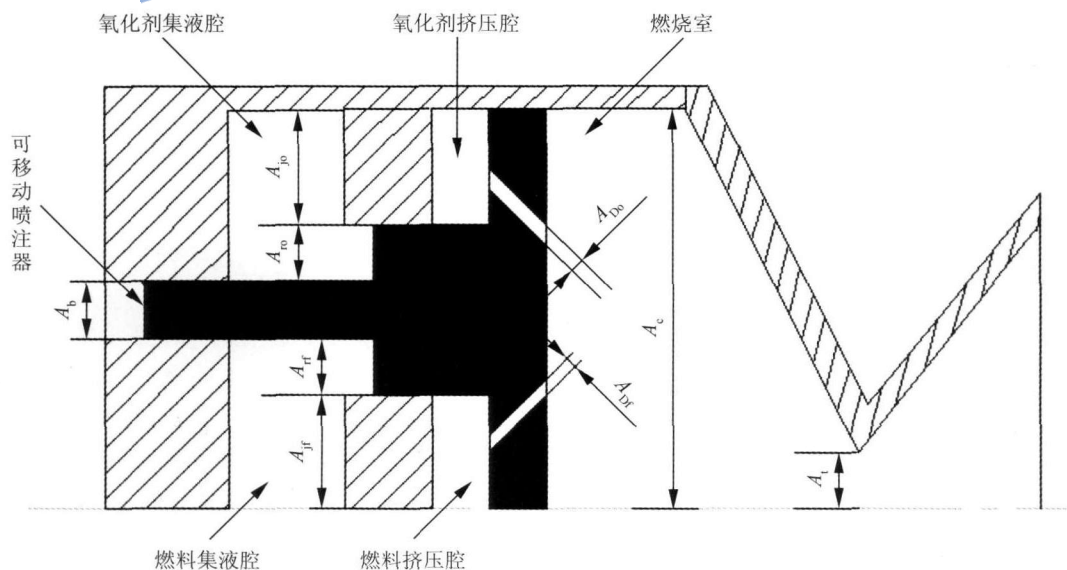


图 1 发动机内部空腔及参数示意图

Fig. 1 Sketch map of inner chambers and parameters

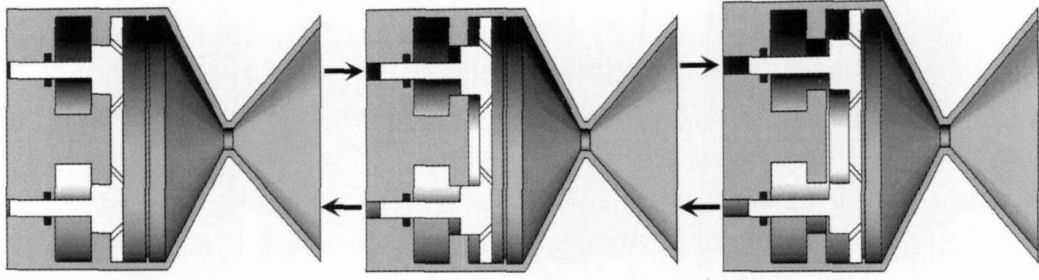


图2 可移动喷注器的运动过程

Fig. 2 Movement of the moving injector

2 发动机数学模型

2.1 基本假设

鉴于高室压脉冲火箭发动机工作过程的复杂性,要精确描述其内部发生的复杂反应具有很大的难度,为简化数学推导,提出以下一些假设:

- 1) 挤压腔内的液体燃料压强较高,因此要考察它的可压缩性,其状态满足 Tait 方程,即压强为密度的强函数;
- 2) 推进剂喷嘴内的流动满足非稳态 Bernoulli 方程,流量系数为一常数;
- 3) 进入燃烧室的推进剂不是逐渐转化成燃气的,而是经过一个燃烧时滞后瞬间完成的;
- 4) 燃烧室内的燃气为理想气体,并且分布均匀;
- 5) 可移动喷注器所受的摩擦力为恒定值;
- 6) 喷管流动为一维等熵冻结流,喷管喉部始终处于壅塞状态,扩张段气流不发生分离;
- 7) 挤压过程结束后,挤压腔压强迅速降低并等于燃烧室压强。

2.2 数学模型

根据脉冲火箭发动机的结构特点,将其分为挤压腔、燃烧室和喷管三部分来建立数学模型。其中前两者采用集总参数模型(零维模型),即忽略流动过程,用空间平均参量描述内部的变化,两者之间通过可移动喷注器联系起来;喷管采用一维准稳态模型,通过喉部的流量随燃烧室内压强及热力学参数的变化而变化。

1) 喷注器运动方程

对可移动喷注器进行受力分析,得到

$$m_p \frac{dv_p}{dt} = p_{p0} A_{r0} + p_{pf} A_{rf} - p_c \left(A_c - A_{j0} - A_{jf} \right) - f \quad (1)$$

$$\frac{dl_p}{dt} = v_p \quad (2)$$

式中 m_p 为可移动喷注器质量, v_p 为喷注器速度, l_p 为以发动机起动时喷注器所在位置为原点的位移, f 为喷注器所受的摩擦力,主要为挤压腔和燃烧室之间以及集液腔和发动机外部之间所使用的起密封作用的 O 型圈产生的摩擦力,在计算时假设摩擦力为恒定值,根据计算并参考冷流试验结果,取摩擦力为 400 N。

2) 挤压腔充填方程

挤压腔可视为一集中参数的容性元件^[4],由于入口和出口流量大小不同,导致容腔内的压强发生变化,其变化规律为

$$\frac{dp}{dt} = \frac{B}{\rho_L V_L} \left(\dot{m}_{in} - \dot{m}_L \right) \quad (3)$$

式中 B 为推进剂的体积弹性模量, ρ_L 为挤压腔内的推进剂密度, V_L 为挤压腔容积, $\dot{m}_L$ 为通过喷注器上的喷嘴进入燃烧室的推进剂流量, $\dot{m}_{in}$ 为通过环缝由集液腔进入挤压腔的流量,并按下式计算

$$\dot{m}_{in} = C_{Din} A_{in} \sqrt{2\rho_L (p_p - p_j)} \quad (4)$$

式中 C_{Din} 为环缝的流量系数,此处取为 0.8, A_{in} 为环缝的流通面积。

3) 喷注器流量方程

瞬时流量

$$\dot{m}_L = C_D A_D \rho_L u_L \quad (5)$$

相对流量

$$\eta = \frac{\int \dot{m}_L dt}{M_L} \quad (6)$$

式中 C_D 为喷嘴的流量系数,鉴于发动机工作时压力较高,结构上应加大喷注器的厚度,由此造成喷嘴的长径比偏大,根据文献[5]中流量系数与长径比的关系,此处取流量系数为 0.8, u_L 为推进剂的喷射速度, M_L 为挤压前挤压腔内的推进剂总质量。

4) 喷嘴流动方程

根据假设,喷嘴内的流动满足非稳态 Bernoulli 方程,

no ulli 方程^[6],即

$$\rho_{L_D} \frac{d u_L}{dt} = p_j - p_c - \frac{\rho_L}{2} \left(\frac{u_L}{C_D} \right)^2 \quad (7)$$

式中 L_D 为喷嘴长度。

5) 喷管排气方程

在超临界流动条件下,喷管的一维、等熵、准稳态流量公式为

$$\dot{m}_e = \frac{\Gamma \kappa}{\sqrt{R_c T_c}} p_c A_t \quad (8)$$

相对流量为

$$\phi = \frac{\int_0^t \dot{m}_e dt}{M_L} \quad (9)$$

式中 κ 为通过喷管的燃气比热比, R_c 为燃气的气体常数, T_c 为燃气温度, A_t 为喷管喉部面积。

6) 挤压腔质量守恒方程

$$M_L - A_j l_p \rho_L = M_L \eta \quad (10)$$

7) 挤压腔液体状态方程

根据假设,挤压腔内的液体状态满足 Tait 方程^[6]

$$\rho_L \frac{d p_L}{d \rho_L} = C p_j + B \quad (11)$$

式中 C 为推进剂的体积弹性模量系数。

8) 燃烧室质量守恒方程

根据常时滞、瞬时燃烧假设,得到质量守恒方程^[7]

$$\frac{d m_c}{dt} = \dot{m}_L (t - \tau_c) - \dot{m}_e \quad (12)$$

式中 m_c 为燃烧室内燃气的质量, τ_c 为推进剂的燃烧时滞,在一级近似下,燃烧时滞是燃烧室压强的函数,燃烧室压强越高,则燃烧时滞越小^[8],这里取 $\tau_c = 0.5$ ms。

9) 混合比方程

燃烧室内气体成分的混合比为^[9]

$$r = m_{co} / m_{cf}$$

式中 m_{co} 和 m_{cf} 分别为燃烧室内氧化剂和燃料的气体质量。

将上式对时间求导,得到

$$\frac{dr}{dt} = \frac{1+r}{m_c}$$

$$[\dot{m}_{L_o}(t - \tau_{conv}) - r \dot{m}_{L_f}(t - \tau_{conv})] \quad (13)$$

10) 燃烧室压强方程

燃烧室内气体满足理想气体状态方程

$$p_c V_c = m_c R_c T_c$$

将上式两端对时间求导,得到

$$\frac{d p_c}{dt} = \frac{1}{V_c}$$

$$\left(m_c \frac{d R_c T_c}{dt} + R_c T_c \frac{d m_c}{dt} + p_c A_c \frac{d l_p}{dt} \right) \quad (14)$$

其中 $R_c T_c$ 是燃烧室压强与混合比的函数,代表了燃气的做功能力。它的表达式由不同压强和混合比下的热力计算结果经最小二乘法拟合得到,即

$$R_c T_c = R_c T_c(r, p_c) = \sum_i \sum_j a_{ij} r^i p_c^j$$

式中 a_{ij} 为多项式系数,为了减小拟合误差,多项式为 15 阶。

2.3 方程求解

根据脉冲燃烧火箭发动机的工作原理,每个循环可分为喷注器打开、挤压腔充填、推进剂受挤压喷注燃烧和排气 4 个过程。根据每个过程的不同特点,可分别由上述方程的不同组合来描述。每个方程组都含有 15 个相同的未知变量,分别为 $\dot{m}_{L_o}$, ρ_{L_o} , u_{L_o} , p_{j_o} , $\dot{m}_{L_f}$, ρ_{L_f} , u_{L_f} , p_{j_f} , l_p , v_p , r , p_c , η_b , η 和 ϕ 。每个方程组的方程数量也为 15 个(方程(3)~(7), (10)~(11)要区分氧化剂和燃料),方程组是封闭的,采用四阶 Runge-Kutta 法进行求解。为了缩短计算时间,采用可变步长,在挤压腔开始充填及喷注器挤压接近到位时步长自动缩小,以提高计算精度。

求解此微分方程组属于初值问题,初值条件为: $p_{j_o} = p_{j_f} = p_c = 0.1$ MPa, $\dot{m}_{L_o} = u_{L_o} = \dot{m}_{L_f} = u_{L_f} = 0$, $l_p = v_p = 0$, $\eta_b = \eta = \phi = 0$, $\rho_{L_o} = 1446$ kg/m³, $\rho_{L_f} = 874.4$ kg/m³, $r = 1.8$ 。发动机推进剂入口压强为 1.4 MPa,即 $p_{p_o} = p_{p_f} = 1.4$ MPa。

3 计算结果与分析

3.1 发动机结构参数

可移动喷注器质量为 0.25 kg,喷孔长度均为 8.5 mm,喷注器行程为 6 mm,几个关键截面的参数如表 1 所示。

表 1 发动机关键截面参数

Table 1 Parameters of main sections

名 称	数 值	名 称	数 值
$A_c / 10^{-3} \text{ m}^2$	2.6	$A_{Df} / 10^{-6} \text{ m}^2$	1.22
$A_t / 10^{-5} \text{ m}^2$	3.25	$A_{w} / 10^{-4} \text{ m}^2$	5.38
$A_{j_o} / 10^{-3} \text{ m}^2$	0.44	$A_{if} / 10^{-4} \text{ m}^2$	5.88
$A_{j_f} / 10^{-3} \text{ m}^2$	0.43	$A_b / 10^{-4} \text{ m}^2$	6.04
$A_{D_o} / 10^{-6} \text{ m}^2$	1.54		

3.2 发动机工作特性

从图3所示的压强变化曲线和图4所示的喷注器运动曲线中,可以看到脉冲火箭发动机的工作过程.发动机起动后,集液腔内的推进剂推动喷注器向下游移动,由于此时燃烧室压强很低,喷注器的速度很快,最高可达 7.24 m/s ;喷注器运动过程中,挤压腔和集液腔之间的通道打开,开始有推进剂进入挤压腔中,挤压腔的充填过程非常快,仅用 0.1 ms 压强便从 0.1 MPa 上升到 1.39 MPa ;充填过程中会少部分推进剂进入燃烧室点燃,导致燃烧室压强升高,当推进剂通道完全打开、喷注器停止运动后,燃烧室的压强已上升到 0.13 MPa ,此后燃烧室压强快速升高,直到达到 1.21 MPa 时喷注器在两端压力差下开始向上游移动;在喷注器向上游运动的初始阶段,由于挤压腔和集液腔之间的通道没有完全关闭,挤压腔内的一部分推进剂将回流进集液腔,但还有一部分将喷入燃烧室,这会造成燃烧室压强继续升高,喷注器的运动速率也不断增加;当推进剂通道完全关闭后,开始真正的挤压燃烧过程,挤压腔内的推进剂受到挤压而压强提高,造成喷注器的运动速率迅速下降到 0.07 m/s (仍为负),由于喷注器上下游两端的压强差和推进剂密度的增加,进入燃烧室的推进剂流量也增加,从而使燃烧室压强升高,喷注器速度的绝对值逐渐增大,挤压过程将要结束时速度达到 -0.6 m/s ;喷注器运动到位后,挤压过程结束,燃烧室内的燃气继续从喷管排出,压强不断降低,当达到 0.31 MPa 时,喷注器又在上游压力下

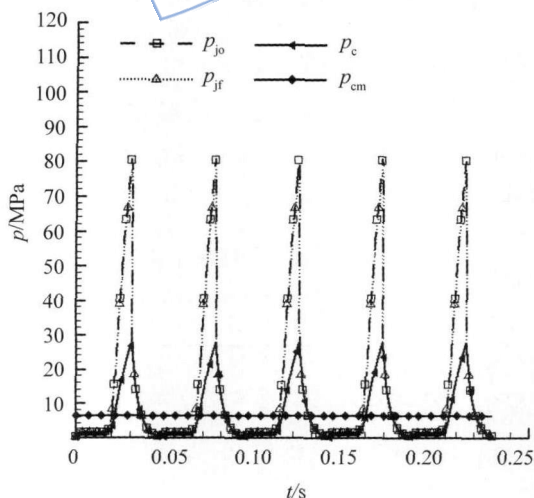


图3 挤压腔和燃烧室的压强变化

Fig. 3 Variations of pressure in extrusion room and combustion chamber

重新打开,开始新的循环,此时由于燃烧室内仍有部分燃气,喷注器打开的速度要小于起动时的打开速度,最大值为 5.23 m/s .

从图3还可以看出,氧化剂、燃料挤压腔和燃烧室都能达到很高的压强,挤压过程结束时三者同时达到最大值,分别为 80.9 、 77.8 和 27.7 MPa ,燃烧室平均压强为 6.54 MPa ;挤压过程中,氧化剂和燃料挤压腔压强始终大于燃烧室压强,而且这一差值是不断增大的;第一个脉冲(起动过程的脉冲)的周期为 0.044 s ,之后由于喷注器向下游运动时燃烧室压强比起动时要高,所以脉冲的周期延长为 0.046 s ,由此得到发动机正常脉冲工作时的频率为 21.7 Hz ,频率的大小与几个关键截面的尺寸有关.

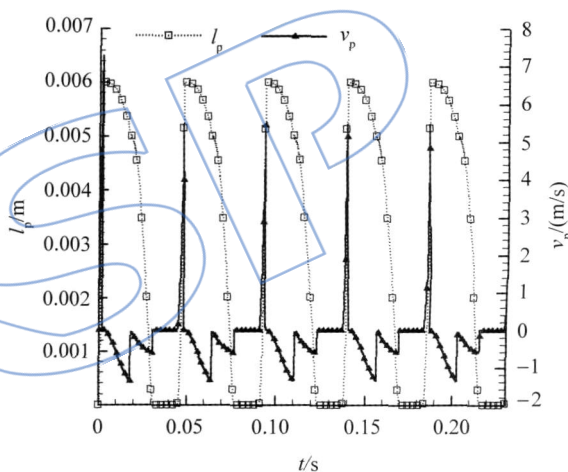


图4 可移动喷注器的速度和位移

Fig. 4 Velocity and displacement of moving injector

从图5所示的相对流量曲线上可以看到燃烧室压强能够上升很高的原因.在挤压过程中,喷入燃烧室的氧化剂和燃料的相对流量始终大于从喷管排出的燃气的相对流量,并且这一差值随着挤压的进行而不断增大,挤压过程结束时,差值达到最大.此时,氧化剂和燃料的相对流量都等于1,而燃气相对流量为 0.64 ,也就是说,占进入燃烧室的推进剂总质量 36% 的燃气仍停留在燃烧室中,这与传统的等压燃烧液体火箭发动机有着根本的不同.

图6是推进剂密度变化曲线,可以看出,液体在高压下的可压缩性比较明显,每个脉冲的挤压行程中,推进剂的密度是不断增加的.

图7是推进剂混合比和燃烧室内燃气比热比的变化曲线.对脉冲火箭发动机来说,混合比的大小主要取决于氧化剂和燃料挤压腔以及各自喷嘴

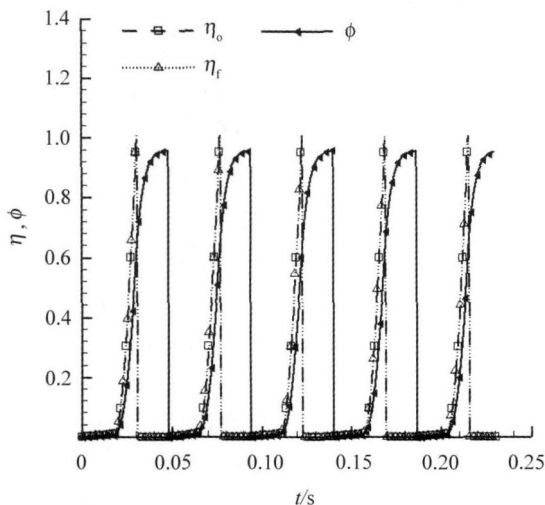


图 5 推进剂和燃气的相对流量

Fig. 5 Relative mass flow rate of propellant and gas

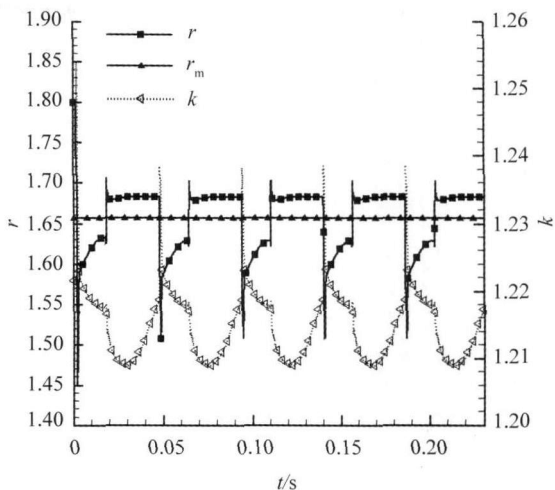


图 7 混合比和比热比的变化

Fig. 7 Variations of mixture ratio and specific heat ratio

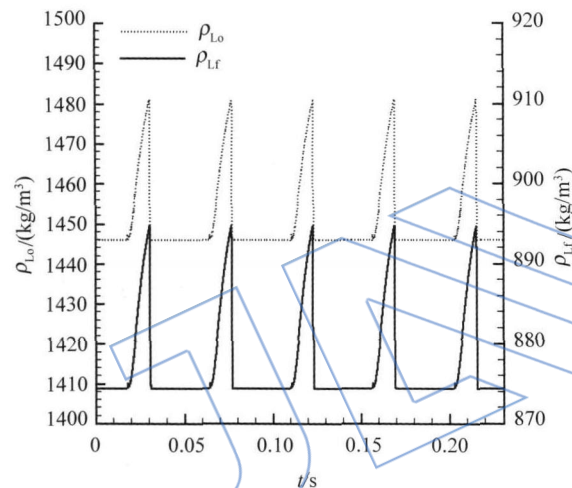


图 6 推进剂密度的变化

Fig. 6 Density of propellant

面积的大小。从图中可以看出,在推进剂刚进入燃烧室时,混合比比较小,之后迅速增加,挤压过程开始前,已上升到 1.63;在挤压排气过程中,除了开始有波动外,混合比基本保持在 1.68 不变,整个脉冲工作过程的平均混合比为 1.66。在图中还可以看到燃气比热比的变化,这里所说的比热比是指按喷管冻结流假设计算得到的冻结流比热比。在每个脉冲的开始阶段,燃烧室压强和混合比都比较低,因此比热比就比较高;在推进剂通道完全打开到挤压过程开始前这一阶段,燃烧室压强变化不大,比热比随混合比的增加而减小;在挤压燃烧过程中,混合比变化不大,比热比主要随燃烧室压强的迅速升高而继续减小;在挤压后的排气过程中,比热比随燃烧室压强的降低而增大。

3.3 发动机性能

对脉冲火箭发动机来说,燃烧室压强提高后,性能也将发生变化,下面将从推力、推力系数、比冲、特征速度 4 个方面分析这种变化。

发动机的推力按公式 $F = C_F p_c A_t$ 计算,推力系数 C_F 按文献[5]给出的公式计算

$$C_F = \frac{\sqrt{2\kappa}}{\sqrt{\kappa-1}} \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] + \varepsilon \frac{p_e - p_a}{p_c}$$

式中 ε 为喷管面积比(扩张比), p_a 为喷管出口环境压强;由于该公式是按喷管冻结流假设得到的,因此 κ 为燃烧室的冻结流比热比; p_e/p_c 为喷管出口压强和燃烧室压强之比,只要喷管内不发生气流分离现象,则对应于一定的 κ 和 ε ,就有一个确定的压比。

取喷管面积比为 100,发动机工作环境为真空,则由以上两式得到的推力和推力系数的变化如图 8 所示。从中可以看出,推力的变化规律与燃烧室压强的变化规律相同,每个脉冲的最大值为 1738.42 N,最小值为 19.66 N,整个脉冲过程的平均推力为 411.6 N。当喷管面积比确定后,推力系数的大小就只取决于比热比,图 8 所示的推力系数变化与图 7 所示的比热比变化规律正好相反,比热比减小则推力系数增加,比热比增加则推力系数减小。

根据公式 $I_s = \frac{\int F dt}{\int (\dot{m}_{L_o} + \dot{m}_{L_f}) dt}$,得到脉冲

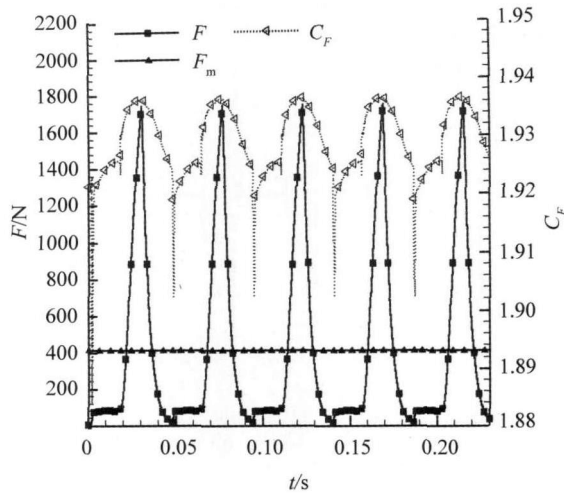


图 8 发动机的推力与推力系数
Fig. 8 Thrust and thrust coefficient

火箭发动机的真空比冲为 $3397.8\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$. 为了说明脉冲火箭发动机的优势,与稳态工作的常规液体火箭发动机进行了比较.比较的前提是两者具有相同的发动机推进剂入口压强,即 1.4 MPa ;具有相同的平均推力,即 411.6 N ;具有相同的喷管面积比,比较的结果如表 2 所示.

从表 2 可以看出,在相同的面积比、相同的平均推力下,脉冲火箭发动机的比冲比常规液体火箭发动机高 $238.13\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$,提高了 7.5% ,而喷管喉部面积仅为后者的 10.2% ,因此发动机的尺寸能大大减小,若两者的喷管出口面积相同,那么脉冲火箭发动机的比冲还将进一步提高.

特征速度 c^* 代表了燃烧室能量转换的性能,推力系数 C_F 代表了喷管将燃气动能转化为推力的能力,它们的乘积就是比冲,即 $I_s = C_F c^*$. 从图 9 所示的特征速度曲线可以看出,脉冲火箭发动

表 2 发动机性能比较
Table 2 Comparison of performance

燃烧室压强/MPa		混合比	喷管喉部面积/ m^2	面积比	比冲/ $(\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg})$
稳态工作液体火箭发动机		0.68 ^[10]	1.65	3.172×10^{-4}	100
高室压脉冲火箭发动机	最大	27.7	最大	1.68	3397.8
	最小	0.31	最小	1.5	
	平均	6.54	平均	1.66	

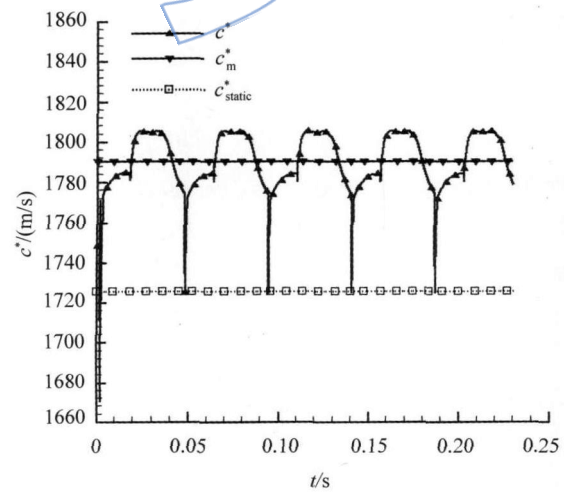


图 9 特征速度的变化
Fig. 9 Variation of characteristic velocity

机特征速度的最大值和平均值都明显高于前述稳态发动机的特征速度值.对推力系数来说,其大小

与比热比大小成反比,而比热比代表了燃气的贮能能力,大小与燃烧室压强成反比.前述稳态发动机的冻结比热比为 1.234 ,明显大于图 7 所示的脉冲发动机的比热比,因此脉冲发动机的推力系数要大于稳态发动机.综合起来看,由于脉冲火箭发动机燃烧室压强的提高,促进了化学反应向化学平衡的方向移动,改善了能量转换性能,提高了燃气的贮能能力,从而提高了特征速度和推力系数,增加了比冲.

4 结 论

将图 3 所示的燃烧室压强曲线与文献[2]中的实验曲线进行比较可以发现,两者的变化规律基本是相同的(文献中没有给出发动机的结构参数,不能进行定量比较),说明本文建立的数学模型能反映这种新型发动机的工作过程.本文的计算结果没有经过实验验证,但其反应的规律能

表明:

- 1) 燃烧室的最大压强和平均压强都明显高于推进剂供给压强,压强提高的原因在于挤压过程中通过喷管排出的燃气质量小于进入燃烧室的推进剂的质量;
- 2) 在挤压过程中,推进剂的密度是不断增加的,而混合比基本保持不变,这对维持发动机的正常燃烧至关重要;
- 3) 与相同供给压强、相同平均推力和相同面积比的常规液体火箭发动机相比,脉冲火箭发动机的比冲提高了 7.5%,而喉部面积减小了将近 90%.

参考文献:

[1] 张学和,王慧珠. 国外地球同步卫星推进系统研制现状及改进[J]. 上海航天,1997,(2):44-51.
ZHANG Xuehe, WANG Huizhu. Development status and improvement of the propulsion system for GEO stationary spacecraft of abroad[J]. Aerospace Shanghai, 1997, (2): 44-51. (in Chinese)

[2] Koppel C, Gallier P. Status of a miniaturized pulse thruster test[R]. AIAA 99-2591.

[3] Edward B, Coy J J. Pulse combustion rockets for space

propulsion applications[R]. AIAA 2003-1174.

[4] 张育林,刘昆,程谋森. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京:科学出版社,2005.

[5] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京:中国宇航出版社,1993.

[6] 金志明,翁春生. 高等内弹道学[M]. 北京:高等教育出版社,2003.

[7] 曹泰岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2004.

[8] 沈赤兵,吕志信,陈启智. 燃烧时滞对小推力高室压动力系统响应特性的影响[J]. 航空动力学报,1997,12(1):61-65.
SHEN Chibing, L Ü Zhixin, CHEN Qizhi. Influence of combustion time delay on response of low-thrust power system with high combustor pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(1):61-65. (in Chinese)

[9] 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术[M]. 北京:国防工业出版社,2001.

[10] 刘昌国,张中光,韩宏印,等. 高比冲双组元液体远地点火箭发动机研究[J]. 上海航天,2003,(4):30-33.
LIU Changguo, ZHANG Zhongguang, HAN Hongyin, et al. Research on the high specific impulse bipropellant liquid apogee engine[J]. Aerospace Shanghai, 2003, (4):30-33. (in Chinese)